معرفی الگوریتم جستجوی هارمونی برای بهینه‌سازی شکل‌های آیرودینامیکی با استفاده از معادلات ناویر-استوکس*

فرهاد جلیلی(۱) — مجید ملک‌جعفریان(۲) — علی صفوی‌نژاد(۳)

چکیده *در این پژوهش الگوریتم تکاملی بهینه‌سازی جستجوی هارمونی برای اولین بار، به‌منظور حل مسأله‌ی بهینه‌سازی شکل‌های آیرودینامیکی توسعه داده شده است. شکل آیرودینامیکی مورد بررسی، ایرفویل بوده و روش پارسس برای معرفی هندسه‌ی آن استفاده شده است. مسأله، مینیمم‌سازی تابع هدف آیرودینامیکی به‌روش طراحی بهینه‌سازی معکوس و تابع هدف، اختلاف توزیع فشار ایرفویل در حال بررسی و ایرفویل هدف بوده است. معادلات دوبعدی تراکم‌پذیر ناویر-استوکس به‌همراه مدل آشفته‌ی اسپالارت-آلماراس برای مدل‌سازی جریان مورد استفاده قرار گرفته است. برای افزایش کارایی الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی، اصلاح جامعی بر روی آن انجام شده است. الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی اصلاح شده، با تغییر متغیرهای طراحی هندسه‌ی ایرفویل، درصدد رسیدن به متغیرهای طراحی بهینه و متعاقباً حصول به ایرفویل هدف برآمده است. برای این مهم، الگوریتم از ایرفویل NACA0012 شروع و با نزدیک کردن توزیع فشار به توزیع فشار ایرفویل هدف (RAE2822)، ایرفویل هدف را بازسازی کرده است. برای بررسی دقیق‌تر و اطمینان از صحت و دقت الگوریتم بهینه‌سازی، این عمل بهینه‌سازی در جهت عکس نیز انجام شده است. یعنی با شروع از ایرفویل RAE2822، ایرفویل NACA0012 بازسازی گشته است. نتایج به‌دست‌آمده نشان می‌دهد که استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی ابزار کارا و قدرتمندی را برای بهینه‌سازی شکل‌های آیرودینامیکی در اختیار می‌گذارد.*

واژه‌های کلیدی الگوریتم تکاملی جستجوی هارمونی، بهینه‌سازی شکل‌های آیرودینامیکی، معادلات ناویر-استوکس، روش پارسس، طراحی معکوس.

Introduction of Harmony Search Algorithm for Aerodynamic Shape Optimization Using the Navier-Stokes Equations

F. Jalili M. Malek- Jafarian A. Safavinejad

Abstract *In this work, Harmony Search Meta-Heuristic Optimization Algorithm has been developed for aerodynamic shape optimization problem for the first time. The aerodynamic shape, which has been investigated, is an airfoil with Parces method for its shape parameterization. The problem was minimization of aerodynamic objective function using inverse design method and the objective function has been the deviation of pressure distribution between investigated airfoil and the target airfoil. The 2-Dimensional compressible Navier-Stokes equations have been considered for simulation of flow using Spalart-Almaras turbulence model. A global improvement has been carried out to enhance the efficiency of Harmony Search Algorithm. In improved Harmony Search Algorithm one obtains the optimum design values and target airfoil by changing the airfoil shape design variables. To do this, algorithm starts from NACA0012 airfoil and reconstructs the target airfoil (RAE2822) by making pressure distribution closer to the target airfoil pressure distribution. For more accurate investigation and to make sure about the accuracy of algorithm, this optimization process has also been done in inverse direction. It means that, NACA0012 airfoil has been reconstructed starting from RAE2822 airfoil. The obtained results show that the utilization of Harmony Search Algorithm allows us to obtain an efficient and powerful tool for Aerodynamic Shape Optimization.*

Kay Words Harmony Search Meta-Heuristic Algorithm, Aerodynamic Shape Optimization, Navier-Stokes Equations, Parces Method, Inverse Design.

---

* تاریخ دریافت مقاله ۹۰/۹/۹ و تاریخ پذیرش آن ۹۲/۳/۲۷ می‌باشد.

(۱) دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مکانیک، دانشگاه بیرجند.

(۲) نویسنده‌ی مسؤول: استادیار، گروه مکانیک، دانشگاه بیرجند.

(۳) استادیار، گروه مکانیک، دانشگاه بیرجند.

مقدمه

آیرودینامیک، شاخه‌ای از دینامیک گازها و در حالت کلی‌تر دینامیک سیالات است که به بررسی رفتار جریان هوا و اثر آن بر اجسام متحرک می‌پردازد. مهم‌ترین کاربرد آیرودینامیک در مهندسی هوافضا است. یکی از معروف‌ترین جسم‌هایی که در زمینه‌ی آیرودینامیک مورد بحث قرار می‌گیرد ایرفویل‌ها یا همان بالواره‌ها می‌باشد [1, 2].

اولین تلاش‌ها برای توسعه‌ی مقطع ایرفویل‌ها در اواخر ۱۸۰۰میلادی آغاز شد [3]. به مرور زمان محققان مختلف در مورد مقطع ایرفویل‌ها تحقیق کردند. تا قبل از سال ۱۹٦۵ میلادی، اکثر این تحقیق‌ها معمولاً به‌صورت سعی و خطا و در تونل باد انجام می‌گرفت. در تونل‌های باد باید چندین ایرفویل مورد بررسی قرار می‌گرفت و در نهایت یک ایرفویل به‌عنوان ایرفویل نهایی معرفی می‌گردید. این امر بسیار زمان‌بر و پرهزینه بود، به‌طوری که در بعضی موارد هزاران ساعت صرف این کار می‌شد [4, 5].

با توسعه‌ی روش‌های محاسباتی (CFD) (Computational Fluid Dynamics) تحول عظیمی در بهینه‌سازی ایرفویل‌ها انجام گرفت. به‌طوری که دیگر نیازی به ساخت و آزمایش ایرفویل‌های مختلف در تونل باد نبود و به‌کمک CFD در کنار یک روش طراحی بهینه‌سازی آیرودینامیکی با صرف وقت و هزینه‌ی کم‌تر عمل بهینه‌سازی انجام می‌یافت [6, 7].

طراحی بهینه‌سازی ایرفویل‌ها را در حالت کلی می‌توان به دو دسته تقسیم کرد [8, 9]:

۱- روش طراحی بهینه‌سازی معکوس.

۲- روش طراحی بهینه‌سازی مستقیم.

در طراحی بهینه‌سازی معکوس، طراح درنظر دارد با توجه به یک توزیع فشار هدف (یا توزیع سرعت هدف) به تولید هندسه‌ای نائل گردد که کم‌ترین اختلاف را با توزیع فشار هدف (یا توزیع سرعت هدف) داشته باشد. در برخی موارد از این نوع روش طراحی، برای ارزیابی مجموعه‌های بهینه‌کننده استفاده می‌شود.

در طراحی بهینه‌سازی مستقیم، هیچ اطلاعی از ایرفویل نهایی در دست نیست. به عبارت دیگر در این نوع طراحی، طراح در پی به‌دست آوردن یک ایرفویل خاص می‌باشد. این ایرفویل خاص می‌تواند به‌منظور بیشینه کردن برآ، کمینه کردن پسا، بیشینه کردن نسبت برآ به پسا و غیره طراحی گردد [10].

برای انجام هر کدام از دو روش طراحی ذکرشده (طراحی بهینه‌سازی معکوس و مستقیم) به یک روش بهینه‌سازی نیاز است. در یک دسته‌بندی کلی، روش‌های بهینه‌سازی به دو گروه روش‌های مبتنی بر گرادیان (Gradient-Based Methods) و روش‌های غیر مبتنی بر گرادیان (روش‌های اکتشافی یا مکاشفه‌ای (Algorithms- Meta heuristic)) تقسیم می‌شوند [9]. روش‌های گرادیانی، همواره با مشتق اول و در بعضی موارد مشتق دوم تابع هدف (و توابع محدودکننده) نسبت به پارامترهای مستقل مربوط سر و کار دارند. از این روش‌ها می‌توان حساب دیفرانسیل، حساب تغییرات، برنامه‌ریزی خطی و غیرخطی و غیره را نام برد. این تکنیک‌ها علی رغم همگرایی سریع، در حل برخی مسائل دچار مشکل می‌شوند. از این موارد می‌توان حالت‌هایی مانند رویارویی با توابع پله‌ای، توابع ناپیوسته، توابع دارای نقاط نوک‌تیز و غیره را نام برد. هم‌چنین، این روش‌ها سعی در بهبود جواب در همسایگی شروع حل را دارند و در صورت انتخاب نامناسب نقطه‌ی اولیه، احتمال دارد جواب به‌دست‌آمده جواب محلی باشد و تمام ناحیه‌ی حل را پوشش ندهد. به‌دلیل وجود این کاستی‌ها، محققان به‌روش‌های مکاشفه‌ای علاقه‌مند شده‌اند و تحقیقات متعددی را با استفاده از آن‌ها انجام داده‌اند. روش‌های مکاشفه‌ای نیازی به اطلاعات گرادیانی ندارند و تنها مشخص بودن مقدار تابع هدف (و توابع محدودکننده) در نقاط مختلف، برای کار بهینه‌سازی کفایت می‌کند. این

روش‌ها کـه بعـد از سـال ۱۹۷۰ مـیلادی توسـعه داده شده‌اند، در اصـل از پدیـده‌هـای طبیعـی الهـام گرفتـه شده‌اند و با تلفیق نظم و تصادف در جهت یافتن حالت بهینه عمل می‌کنند [11]. از این جمله روش‌ها می‌تـوان بـه الگـوریتم شـبیه‌سـازی گـداختن (Simulated Annealing)، جسـتجوی تـابو (Tabu Search)، الگوریتم تکـاملی (Evolutionary Algorithm)، روش کلونی مورچـه‌هـا (Ant Colony Method)، الگـوریتم ژنتیک (Genetic Algorithm)، الگوریتم انفجار بزرگ- انقباض بزرگ (Big Bang–Big Crunch) و غیره اشاره کرد.

در راستای طراحی ایرفویل‌هـا، تحقیقـات زیـادی انجام گرفته است. سورِماوِتو در سال ۱۹۹۷[8] تحقیـق روی ایرفویل‌ها را به‌روش طراحی بهینه‌سازی معکوس، با استفاده از روش حساب تغییرات انجام داد. گاردنِر و سِلیق در سال ۲۰۰۳ [12] با استفاده از الگوریتم تکاملی ژنتیـک، بـه بررسـی ایرفویـل‌هـا بـه‌روش طراحـی بهینه‌سازی معکـوس پرداختنـد. دِ میچِیلـی ویتـوری و بـه‌اوکـس در سـال ۲۰۰۶ [10]، روش‌هـای طراحـی بهینه‌سازی معکوس و مسـتقیم را بـا اسـتفاده از روش گرادیـانی مـورد مطالعـه قـرار دادنـد. شـاهرخی و جهانگیری در سال ۲۰۰۶ [13] بهینـه‌سـازی هندسـه‌ی ایرفویـل را بـا اسـتفاده از الگـوریتم ژنتیـک، بـه‌روش بهینه‌سازی مسـتقیم انجـام دادنـد. در تحقیـق دیگـری، جهانگیری و شاهرخی در سـال ۲۰۰۹ [9] بـه بررسـی بهینه‌سازی ایرفویل‌هـا بـه‌روش بهینـه‌سـازی معکـوس پرداختند. در تحقیق مذکور، الگوریتم ژنتیک بـه‌عنـوان الگوریتم بهینه‌سازی مورد استفاده قرار گرفته بود.

یکی دیگر از الگوریتم‌هـای مکاشـفه‌ای، الگـوریتم جسـتجوی هـارمونی (Harmony Search Algorithm (HS)) می‌باشد که در سال ۲۰۰۱ توسـط گـیم معرفـی شده است [11]. با وجود این که مسـائل حـل‌شـده بـا استفاده از ایـن الگـوریتم، نشـان از کـارایی خـوب آن دارند، اما تا به حال از این الگوریتم برای بهینه‌سـازی و طراحی مسائل آیرودینامیکی استفاده نشده است. لذا در ایـن پـژوهش، اصـلاح جـامعی بـر روی الگـوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی انجـام شـده اسـت و از آن برای طراحی (به‌روش معکوس) ایرفویل‌ها اسـتفاده می‌شود. بدین صورت توانـایی الگـوریتم اصـلاحی در حل مسائل آیرودینامیکی سنجیده می‌شود. برای انجـام این مهم به معرفی ابزارهای مورد نیاز پرداخته می‌شود.

معرفی ابزارهای مورد نیاز

برای طراحی ایرفویـل‌هـا بـه‌روش بهینـه‌سـازی، بایـد ابزارهایی استفاده شود. این ابزارهـا را در حالـت کلـی می‌توان به ۳ گروه تقسـیم‌بنـدی کـرد کـه عبارتنـد از:

۱- روشـی بـرای معرفـی هندسـه‌ی ایرفویـل (Airfoil Parameterization).

۲- حل‌گر عددی برای حل معادلات جریان.

۳- روش یا الگوریتم بهینه‌سازی.

این سه ابزار در عمل بهینه‌سازی باید کنار هم قرار گیرند و با همکاری یکدیگر به هندسه‌ی مطلوب نائـل شوند. در ادامه به توضیح این ابزارها پرداخته می‌شود.

روشی برای معرفـی هندسـه‌ی ایرفویـل. منظـور از معرفی هندسه‌ی یک ایرفویل عبارت است از روشی که به وسیله‌ی آن، هندسه‌ی یک ایرفویل ایجـاد گـردد. در به وجود آمدن این ایرفویـل، پارامترهـایی بایـد دخیـل باشند. بـه‌طـوری کـه بـا تغییـر در آن پارامترهـا بتـوان هندسـه‌ی ایرفویـل را تغییـر داد. روش‌هـای متفـاوتی به‌عنوان این ابزار مـورد اسـتفاده قـرار مـی‌گیـرد. از آن جملـه مـی‌تـوان بـه‌روش توابـع بـی-اسـپلاین (B-spline Functions) [14,15]، منحنـی‌هـای بزیـر (Bezier Curves) [16,17]، توابع هیـک-هـن بامـب (Hicks-Henne Bump Functions) [18]، روش پارسـس (Parces Method) [6,13,19]، روابـط ایرفویل‌های چهاررقمی ناکا (Naca 4 Digits Library)

[20] و غیره اشاره کرد. هر کدام از این روش‌ها دارای پارامترهای کنترلی مخصوص به خود هستند؛ به‌طوری که با اختصاص دادن مقادیر معقول به پارامترهای کنترلی در هر روش، یک هندسه‌ی ایرفویل توسط آن روش دریافت خواهد شد. هم‌چنین، تغییر پارامترهای کنترلی منجر به تغییر هندسه‌ی ایرفویل می‌شود. در واقع با تغییر پارامترهای کنترلی، هندسه‌های مختلف تولید و بررسی می‌گردند. این موضوع اساس کار بهینه‌سازی است.

روش پارسس، یک روش کارا برای معرفی هندسه‌ی ایرفویل می‌باشد [21]. در این روش ایرفویل توسط ۱۱ پارامتر کنترلی ایجاد می‌شود و قادر به کنترل خواهد بود. رابطه‌ی مربوط در زیر آورده شده است:

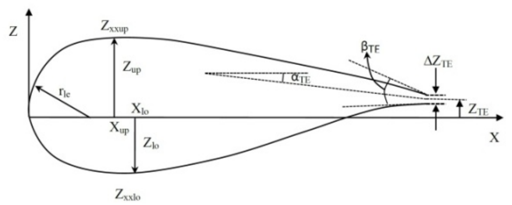
$$Z_{parces} = \sum_{n=1}^{6} a_n . X^{n-\frac{1}{2}} \qquad (۱)$$

۱۱ پارامتر کنترلی در شکل (۱) نشان داده شده‌اند که به‌ترتیب عبارتند از شعاع لبه‌ی جلویی (leading edge radius) (r_{le})، موقعیت ماکزیمم سطوح بالایی و پایینی (upper and lower crest location) (Z_{lo} , X_{lo} , Z_{up} , X_{up})، مشتق دوم در محل ماکزیمم سطوح بالایی و پایینی (Second derivatives in upper and lower crest location) (Z_{xxup} , Z_{xxlo})، موقعیت لبه‌ی انتهایی و ضخامت آن (trailing edge (at X = 1) coordinate and its thickness) (ΔZ_{TE} ,Z_{TE}) و در نهایت جهت و پهنای لبه‌ی انتهایی (trailing edge direction and wedge angle) (α_{TE} ,β_{TE}). رابطه‌ی (۱) باید به‌صورت مجزا، یک مرتبه برای سطح بالایی و بار دیگر برای سطح پایینی ایرفویل مورد استفاده قرار گیرد تا هندسه‌ی یک ایرفویل ایجاد گردد. ضرایب a_n نیز با درنظر گرفتن پارامترهای معلوم مربوط به هندسه تعیین می‌گردند [13].

در برخی موارد، می‌توان ۱۱ پارامتر کنترلی مذکور را با صفر درنظر گرفتن پارامترهای ΔZ_{TE} و Z_{TE} کاهش داد. دلیل این امر را می‌توان به‌صورت زیر بیان کرد:

۱- در اکثر موارد علاقه‌مندیم که عمل بهینه‌سازی را در شرایط زاویه‌ی حمله‌ی ثابت بررسی کنیم. از طرفی وجود پارامتر Z_{TE} باعث تغییر زاویه‌ی حمله می‌شود.

۲- پارامتر ΔZ_{TE}، باعث ایجاد یک حفره‌ی (Gap) کوچک در بین سطوح بالایی و پایینی می‌گردد. این حفره در بعضی از حالات باعث ایجاد حل‌های مشکوک می‌شود [22]. از طرفی تجربه‌ی این پژوهش نشان می‌دهد که با صفر درنظر گرفتن این پارامتر نیز می‌توان نتایج قابل قبولی گرفت. لذا در کار حاضر، روش پارسس با ۹ پارامتر کنترلی برای معرفی هندسه‌ی ایرفویل مورد استفاده قرار می‌گیرد.



شکل ۱ پارامترهای کنترلی هندسه‌ی ایرفویل در روش پارسس

حل‌گر عددی. برای به‌دست آوردن کارایی آیرودینامیکی یک ایرفویل باید معادلات جریان حول آن حل گردد. این کار توسط حل‌گر عددی صورت می‌گیرد. این ابزار باید دارای دقت کافی باشد تا بتوان میدان‌های سرعت و فشار را در اطراف ایرفویل با دقت خوبی به‌دست آورد. جریان حول یک ایرفویل را می‌توان به‌صورت‌های مختلفی شبیه‌سازی کرد. در کار حاضر جریان لزج، آشفته و گذر صوتی درنظر گرفته می‌شود. لذا معادلات حاکم بر جریان، معادلات تراکم‌پذیر وابسته به زمان ناویر-استوکس به‌همراه مدل درهم اسپالارت-آلماراس [23] می‌باشند. شکل بقایی و بی‌بعد این معادلات در مختصات دوبعدی به‌صورت زیر است:

$$\frac{\partial W}{\partial t}+\frac{\partial F_i}{\partial x}+\frac{\partial G_i}{\partial y}=\frac{1}{Re_\infty}\left(\frac{\partial F_v}{\partial x}+\frac{\partial G_v}{\partial y}\right)+S \qquad (۲)$$

که W بردار کمیات جریان است و به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$W=\begin{bmatrix}\rho\\ \rho u\\ \rho v\\ E\\ \rho\hat{v}\end{bmatrix} \qquad (۳)$$

بردارهای F_i و G_i بردارهای شار غیر لزج، F_v و G_v بیانگر بردارهای شار لزج و S جمله چشمه می‌باشد که به‌صورت زیر تعریف می‌گردند:

$$F_i=\begin{bmatrix}\rho u\\ \rho u^2+p\\ \rho uv\\ (E+p)u\\ \rho\hat{v}u\end{bmatrix} \qquad (٤)$$

$$G_i=\begin{bmatrix}\rho v\\ \rho uv\\ \rho v^2+p\\ (E+p)v\\ \rho\hat{v}v\end{bmatrix} \qquad (٥)$$

$$F_v=\begin{bmatrix}0\\ \tau_{xx}\\ \tau_{yx}\\ \tau_{xx}u+\tau_{xy}v+q_x\\ \frac{\rho}{\sigma}(v+\hat{v})\frac{\partial\hat{v}}{\partial x}\end{bmatrix} \qquad (٦)$$

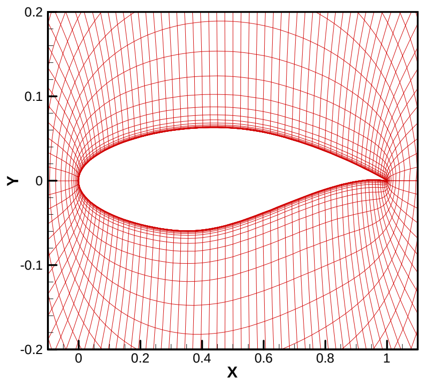
$$G_v=\begin{bmatrix}0\\ \tau_{xy}\\ \tau_{yy}\\ \tau_{yy}v+\tau_{yx}u+q_y\\ \frac{\rho}{\sigma}(v+\hat{v})\frac{\partial\hat{v}}{\partial y}\end{bmatrix} \qquad (٧)$$

$$S=\begin{bmatrix}0\\0\\0\\0\\D\end{bmatrix} \qquad (٨)$$

در معادلات بالا u، v، ρ، p، $\hat{v}$ و E به‌ترتیب مؤلفه‌های سرعت در جهات x و y، چگالی، فشار استاتیک، متغیر میانی لزجت درهم سینماتیکی و مجموع انرژی درونی و جنبشی می‌باشند. هم‌چنین τ مؤلفه‌های تنش و q شار حرارتی را نشان می‌دهد. D نیز جمله‌ی چشمه‌ی مربوط به مدل درهم مورد استفاده می‌باشد.

معادلات فوق با انتگرال‌گیری در حجم و استفاده از تئوری لایبنیتز و قضیه‌ی گرین منفصل شده و با استفاده از طرح صریح رانگ-کوتا حل گردیده است.

شبکه‌های مورد استفاده در کار حاضر از نوع O با ابعاد ۴۱×۸۱ می‌باشد. این شبکه‌ها در سطح ایرفویل دارای تراکم مش بیش‌تری می‌باشد که باعث می‌شود تا بتوان لایه‌ی مرزی را به‌خوبی شبیه‌سازی کرد و تأثیر آن را در حل وارد کرد. هم‌چنین شبکه‌ی مورد استفاده غیر یکنواخت می‌باشد به‌طوری که لبه‌ی حمله و لبه‌ی فرار ایرفویل با تعداد نقاط بیش‌تری معرفی شده است. نمونه‌ای از این شبکه در شکل (۲) آورده شده است.



شکل ۲ نمونه‌ای از شبکه‌ی مورد استفاده در کار حاضر

الگوریتم بهینه‌سازی. الگوریتم مورد استفاده در کار حاضر، الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی (HS) می‌باشد. چنانچه از نام آن برمی‌آید، این الگوریتم از موسیقی الهام گرفته شده است. به‌طوری که یافتن حالت بهینه در مسائل، معادل با یافتن یک هارمونی مطلوب در موسیقی است. در کار حاضر اصلاحی روی

الگوریتم صورت می‌گیرد و از الگوریتم جستجوی هارمونی اصلاح شده، برای عمل بهینه‌سازی استفاده می‌شود. لذا در ابتدا به توضیح الگوریتم جستجوی هارمونی پرداخته می‌شود و در ادامه الگوریتم جستجوی هارمونی اصلاح شده معرفی می‌گردد.

الگوریتم جستجوی هارمونی. در الگوریتم HS، هر حل یک هارمونی نامیده می‌شود و به‌صورت یک بردار n بعدی معرفی می‌گردد. یک جمعیت اولیه ابتدا به‌صورت تصادفی ایجاد می‌شود و در حافظه‌ی الگوریتم (HM) (Harmony Memory) ذخیره می‌گردد. سپس یک بردار جواب جدید مبتنی بر قاعده‌ی درنظر گرفتن حافظه (Memory Consideration Rule)، قاعده‌ی تنظیم زیر و بمی (Pitch Adjustment Rule) و انتخاب به‌صورت تصادفی (Random Re-Initialization) ایجاد می‌شود. در نهایت بردار جواب ایجاد شده با بدترین بردار جواب موجود در حافظه $\vec{X}_w$ (Worst Harmony in the HM Vector) مقایسه می‌شود و در صورت به‌تر بودن، با بدترین بردار جواب تعویض می‌شود و به این ترتیب HM بهنگام (Update Harmony Memory) می‌گردد. این فرآیند تا برقرار شدن شرط توقف ادامه پیدا می‌کند. با توجه به توضیحات مذکور، الگوریتم HS دارای سه مرحله‌ی اصلی می‌باشد که عبارتند از مقدار دهی اولیه، بهبود یک هارمونی جدید و بهنگام کردن HM. این مراحل در زیر توضیح داده می‌شود.

۱- معرفی مسأله و پارامترهای الگوریتم. به‌طور کلی، هر مسأله‌ی بهینه‌سازی را می‌توان به‌صورت مینیمم‌سازی زیر بیان کرد:

$$\text{Min } F(\vec{X}), \vec{X} = (x(1), \ldots, x(n)), x(j) \in [LB(j), UB(j)] \qquad (۹)$$

در رابطه‌ی بالا، $F(\vec{X})$ تابع هدف، $\vec{X}$ مجموعه‌ی متغیرهای طراحی، n تعداد متغیرهای طراحی، LB(j) و UB(j) حدود پایینی و بالایی برای متغیر x(j) می‌باشند. پارامترهای الگوریتم HS عبارتند از اندازه‌ی حافظه‌ی هارمونی (HMS) (Harmony Memory Size) یا تعداد بردار جواب‌های حافظه‌ی هارمونی، نرخ درنظر گرفتن حافظه (HMCR) (Harmony Memory Considering Rate)، نرخ تنظیم زیر و بمی (PAR) (Pitch Adjusting Rate)، پهنای باند (BW) (Bandwidth) و تعداد کل بهبودها (NI) (Number of Improvisations).

۲- مقدار دهی اولیه به حافظه‌ی هارمونی. HM شامل HMS بردار جواب می‌باشد. با فرض این که $\vec{X}_i = (x_i(1),\ldots,x_i(n))$، i امین بردار جواب HM باشد، آنگاه بردار جواب‌های HM به‌صورت تصادفی با استفاده از رابطه‌ی زیر ایجاد می‌شود:

$$\begin{aligned} &X_i(j) = LB(j) + \big(UB(J) - LB(J)\big) \times r \\ &\text{for} \quad j = 1, \ldots, n \quad \text{and} \quad i = 1, \ldots, HMS \end{aligned} \qquad (۱۰)$$

که در آن r یک عدد تصادفی بین صفر و ۱ می‌باشد. به این ترتیب، ماتریس HM با HMS بردار جواب پر می‌گردد و به‌صورت زیر نمایش داده می‌شود:

$$HMS = \begin{bmatrix} x_1(1) & x_1(2) & \cdots & x_1(n-1) & x_1(n) \\ x_2(1) & x_2(2) & \cdots & x_2(n-1) & x_2(n) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ x_{HMS}(1) & x_{HMS}(2) & \cdots & x_{HMS}(n-1) & x_{HMS}(n) \end{bmatrix} \qquad (۱۱)$$

۳- بهبود یک هارمونی جدید. یک بردار هارمونی جدید X_{new} با استفاده از ۳ دستور بهبود داده می‌شود که این ۳ دستور عبارتند از درنظر گرفتن حافظه، تغییر زیر و بمی و انتخاب تصادفی. در ابتدا، یک عدد تصادفی (r_1) بین ۰ و ۱ انتخاب می‌شود. اگر r_1

کوچکتر از HMCR باشد، $X_{new}(j)$ از حافظه انتخاب می‌شود. در غیر این صورت $X_{new}(j)$ به‌صورت تصادفی به‌دست می‌آید (یعنی مشابه رابطه‌ی (۱۰) بین حدود پایینی و بالایی فضای جستجو انتخاب می‌گردد). انتخاب از HM به‌صورت رابطه‌ی (۱۲) می‌باشد که در آن a به‌صورت تصادفی، از مجموعه‌ی {1,...,HMS} انتخاب می‌شود.

$$X_{new}(j) = X_a(j) \quad , a \in \{1, \dots, HMS\} \tag{۱}$$

در صورت انتخاب $X_{new}(j)$ از HM، پارامتر PAR وارد عمل می‌شود. از این رو، عدد تصادفی دیگری (r_2) بین صفر و ۱ انتخاب می‌شود. اگر r_2 کوچک‌تر از PAR باشد، $X_{new}(j)$ به‌صورت رابطه‌ی زیر تغییر می‌کند که در آن r یک عدد تصادفی بین صفر و ۱ می‌باشد.

$$x_{new}(j) = x_{new}(j) + BW(j) \times r \tag{۲}$$

٤- بهنگام کردن حافظه. بعد از ایجاد یک بردار هارمونی جدید ($\overrightarrow{X}_{new}$)، باید HM بهنگام گردد. به این صورت که تابع هدف مربوط به $\overrightarrow{X}_{new}$ با تابع هدف مربوط به بدترین عضو موجود در حافظه ($\overrightarrow{X}_w$) مقایسه می‌شود. اگر تابع هدف مربوط به $\overrightarrow{X}_{new}$ از تابع هدف مربوط به $\overrightarrow{X}_w$ بهتر باشد، $\overrightarrow{X}_{new}$ با تعویض $\overrightarrow{X}_w$ می‌شود. بدین صورت $\overrightarrow{X}_w$ از حافظه خارج و $\overrightarrow{X}_{new}$ عضو جدید حافظه محسوب می‌شود.

در نهایت مراحل ۳ و ٤ تا فرا رسیدن شرط توقف تکرار می‌شود تا حل بهینه به‌دست آید [11, 24].

الگوریتم جستجوی هارمونی اصلاح شده در کار حاضر. انتخاب پارامترهای PAR ،BW و HMCR تأثیر زیادی در عملکرد الگوریتم HS دارد. لذا در اصلاح حاضر درنظر است روشی برای انتخاب این پارامترها ارائه شود. هم‌چنین یک اصلاح کلی در نحوه‌ی انتخاب بردار جواب جدید نیز معرفی خواهد شد. در زیر این اصلاحات به‌صورت مجزا معرفی می‌شوند.

اصلاح پارامتر PAR. در اصلاح حاضر، برای پارامتر PAR مقادیر ماکزیمم و مینیمم درنظر گرفته شده و حل مسأله با مقدار ماکزیمم آن شروع می‌گردد. در ادامه، PAR با گذشت هر یک دهم تعداد کل تکرارها، طبق رابطه‌ی زیر بهنگام می‌شود.

$$PAR = PAR - \frac{PAR_{MAX} - PAR_{MIN}}{9} \tag{۳}$$

PAR_{MAX} اغلب بین و ۰/۹ و ۱ درنظر گرفته می‌شود. اما PAR_{MIN} به تعداد متغیرهای بردار جواب بستگی خواهد داشت. طبق تجربه، به‌ازای ۲ متغیر PAR_{MIN} برابر ۰/۹ و به‌ازای ۸ متغیر PAR_{MIN} برابر ۰/٤ مناسب می‌باشند. کم‌ترین مقداری که PAR_{MIN} می‌تواند داشته باشد نیز برابر ۰/۱ است که در مسائل با تعداد متغیر زیاد، مورد استفاده قرار می‌گیرد.

اصلاح پارامتر HMCR. در اصلاح حاضر، تنها در یک دهم اول کل تکرارها، حل تصادفی پیشنهاد می‌شود و مقدار پارامتر HMCR برای آن ۰/۹۵ درنظر گرفته می‌شود. در نه دهم بقیه‌ی حل، مقدار ۱ به پارامتر HMCR اختصاص داده می‌شود. این بدان معنی است که در نه دهم بقیه‌ی حل، متغیری به‌صورت تصادفی انتخاب نمی‌شود و تنها بردار جواب‌های موجود در حافظه اصلاح می‌شوند.

اصلاح پارامتر BW. در کار حاضر، پارامتر PAR به‌صورت خود اصلاح شونده معرفی می‌گردد. این پارامتر با یک مقدار متوسط اولیه (BW_M، که معمولاً یک دهم حوزه‌ی تغییرات مجاز هر متغیر است) شروع

به کار می‌کند. هنگام نیاز به این پارامتر، مقدار متوسط به‌صورت تصادفی، به اندازه‌ی یک دهمِ خودش افزایش و یا کاهش می‌یابد و این مقدار به‌عنوان پارامتر BW استفاده می‌شود. در صورت ورود بردار هارمونی جدید به حافظه، مقدار بهبود تابع هدف نسبت به بدترین عضو محاسبه و به‌ازای BW متناظر (یعنی حالت افزایش و یا حالت کاهش مقدار متوسط) ذخیره می‌گردد. بعد از گذشت (Adjusting Pace) (AP) تکرار، مقدار متوسط این پارامتر با توجه به این که مقدار بهبود تابع هدف، در حالت افزایش مقدار متوسط بیش‌تر بوده است یا در حالت کاهش آن، اصلاح می‌شود. این اصلاح به‌صورت رابطه‌ی زیر می‌باشد:

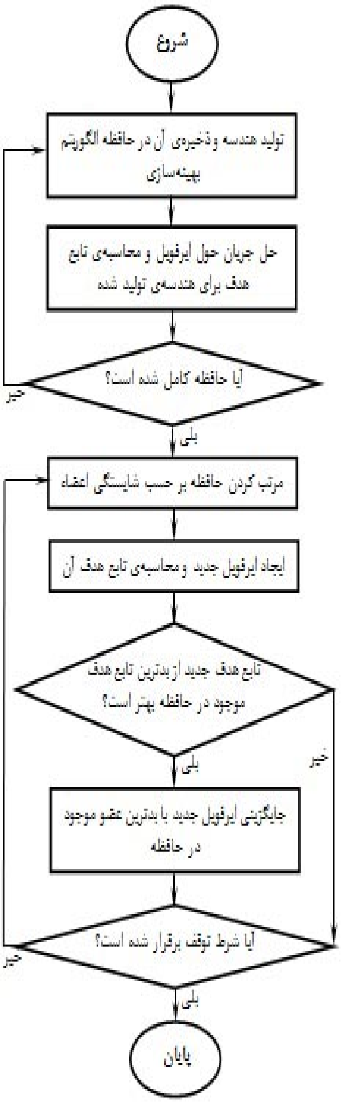
$$BW_M = \begin{cases} BW_M + \dfrac{BW_M}{30} & \text{if}(\text{Improvement}_{up} > \text{Improvement}_{low}) \\ BW_M - \dfrac{BW_M}{30} & \text{if}(\text{Improvement}_{up} \le \text{Improvement}_{low}) \end{cases} \quad (۱۵)$$

در رابطه‌ی (۱۵)، Improvement_{up} نشان دهنده‌ی مجموع بهبودهای تابع هدف در طول AP تکرار، به‌ازای BW هایی می‌باشد که مقدار آن به‌اندازه‌ی $BW_M/۱۰$ از BW_M بیش‌تر بوده است. به‌طور مشابه، Improvement_{low} نشان‌دهنده‌ی مجموع بهبودهای تابع هدف در طول AP تکرار، به‌ازای BW هایی می‌باشد که مقدار آن به‌اندازه‌ی $BW_M/۱۰$ از BW_M کم‌تر بوده است.

تغییر در نحوه‌ی انتخاب بردار جواب جدید. در اصلاح حاضر پیشنهاد می‌شود که به‌طور تصادفی یک بردار جواب از حافظه برداشته شود. در ادامه، پارامتر HMCR احتمال انتخاب تصادفی بر روی هر یک از متغیرهای بردار جواب انتخاب شده را مشخص می‌کند. هم‌چنین پارامتر PAR تعیین خواهد کرد که تغییر زیر و بمی روی هر متغیر صورت گیرد یا خیر [21, 25].

اصلاحات معرفی‌شده برای بهبود عملکرد الگوریتم بهینه‌سازی حاضر انجام می‌گردد. لذا در بخش نتایج قبل از ارائه‌ی نتایج مربوط به بهینه‌سازی آیرودینامیکی، نتایج مربوط به اصلاح الگوریتم ارائه خواهد شد.

الگوریتم کلی حل. در بخش‌های قبلی ابزارهای مورد نیاز برای عمل بهینه‌سازی هندسه‌ی یک ایرفویل و معادلات حاکم معرفی گردید. لذا در این بخش، الگوریتم کلی حل به‌صورت فلوچارت شکل (۳) ارائه می‌شود.



شکل ۱ فلوچارت الگوریتم کلی حل

شرح مسأله

همان‌طور که توضیح داده شد، در کار حاضر، طراحی ایرفویل به‌روش بهینه‌سازی معکوس مورد تحلیل قرار می‌گیرد. لذا یک ایرفویل به‌عنوان ایرفویل شروع‌کننده و یک ایرفویل به‌عنوان ایرفویل هدف معرفی می‌گردد. مقصود، رسیدن به ایرفویل هدف از ایرفویل شروع‌کننده، به‌واسطه‌ی نزدیک کردن توزیع فشار ایرفویل در دست بررسی، به توزیع فشار ایرفویل هدف است. لذا تابع هدف به‌صورت رابطه‌ی زیر معرفی می‌گردد:

$$\begin{aligned}\text{Cost Function} &= \frac{1}{2}\int_0^1 \left(C_P - C_{P,\text{Target}}\right)^2_{\text{Low Surface}} dx \\ &+ \frac{1}{2}\int_0^1 \left(C_P - C_{P,\text{Target}}\right)^2_{\text{Up Surface}} dx\end{aligned} \qquad (١٦)$$

در رابطه‌ی فوق، $C_{p,Target}$ توزیع فشار ایرفویل هدف و C_p توزیع فشار ایرفویل در حال بررسی می‌باشد. لذا مجموعه‌ی حاضر، هندسه‌های مختلفی را تولید کرده و با حل معادلات جریان حول آن، تابع هدف مربوط را می‌یابد. با انجام مکرر این رویه و مقایسه‌ی توابع هدف حل‌های مختلف، در جهت تعیین به‌ترین ایرفویل اقدام می‌نماید.

محدودیت‌های حاکم بر حل. برای انجام بهینه‌سازی مسلماً قیدهایی بر مسأله اعمال می‌گردد. در صورت درنظر نگرفتن این قیدها، حل دقیق و مورد نظر به‌دست نخواهد آمد و یا این که همگرایی حل به تأخیر خواهد افتاد. آشکارترین این محدودیت‌ها، انتخاب بازه‌ی حل برای هر کدام از پارامترهای طراحی می‌باشد. انتخاب این بازه‌ی حل معمولاً طبق تجربه انجام می‌گیرد. حدود بالایی و پایینی پارامترهای طراحی مورد استفاده در کار حاضر، در جدول (۱) ارائه شده است.

ارائه‌ی نتایج

نتایج مربوط به اصلاح الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی. در اولین قسمت از بخش ارائه‌ی نتایج کار حاضر، به ارائه‌ی نتایج حاصل از اصلاح معرفی شده برای الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی پرداخته می‌شود. در این راستا سه مسأله حل می‌شود و نتایج به‌دست‌آمده، با نتایج به‌دست‌آمده از روش‌های دیگر مقایسه می‌گردد.

ارزیابی شماره‌ی ۱. در ارزیابی اول مینیمم تابع روزنبروک (Rosenbrock Function) به‌دست آورده می‌شود. این تابع به‌صورت زیر معرفی می‌شود:

$$f = 100(x_2 - x_1^2)^2 + (1 - x_1)^2$$
$$x_1, x_2 \in [-10,10]$$

ارزیابی شماره‌ی ۲. در ارزیابی دوم مینیمم کردن یک تابع مقید درنظر است. این مسأله برای اولین بار توسط براکن وکورمیک [26] معرفی شده است. این تابع باید در شرایطی مینیمم گردد که ۲ شرط اعمال‌شده بر مسأله نیز برآورده شوند. وجود قید در مسأله رسیدن به جواب را به‌مراتب مشکل‌تر می‌کند. لذا روش‌های ضعیف از به‌دست آوردن جواب‌های با دقت خوب باز خواهند ماند. تابع مورد نظر که با f و قیدهای اعمال‌شده که با g نشان داده شده‌اند به‌صورت زیر می‌باشند:

$$f = (x_1 - 2)^2 + (x_2 - 1)^2$$
$$g_1 = x_1 - 2x_2 + 1 = 0$$
$$g_2 = -\frac{1}{4}x_1^2 - x_2^2 + 1 \geq 0$$
$$x_1, x_2 \in [-10,10]$$

جدول ۱ محدوده‌ی مجاز پارامترهای کنترل‌کننده

	β_{TE}	α_{TE}	Z_{xxlo}	Z_{xxup}	Z_{lo}	X_{lo}	Z_{up}	X_{up}	r_{le}
حد بالایی	۰/۵	۰/۰۱	۰/۳	−۰/۰۱	۰/۰۶	۰/۷	۰/۱	۰/۸	۰/۰۸
حد پایینی	۰	−۰/۸	−۱	−۱/۲	−۰/۰۴	۰/۲	۰/۰۲	۰/۱	۰/۰۰۵

ارزیابی شماره‌ی ۳. ارزیابی سوم با معادلات مربوط به طراحی یک مبادله‌گر گرما

(Design Exchanger Heat) سر و کار دارد. در این مورد مینیمم کردن تابع f تحت ٦ قید g مطلوب است. تابع هدف و قیدهای مسأله در زیر آورده شده است:

$$f = x_1 + x_2 + x_3$$
$$g_1 = 0/0025(x_4 + x_6) - 1 \le 0$$
$$g_2 = 0/0025(x_5 + x_7 - x_4) - 1 \le 0$$
$$g_3 = 1 - 0/01(x_8 - x_5) \ge 0$$
$$g_4 = x_1x_6 - 833/33252x_4 - 100x_1 + 83333/333 \ge 0$$
$$g_5 = x_2x_7 - 1250x_5 - x_2x_4 + 1250x_4 \ge 0$$
$$g_6 = x_3x_8 - x_3x_5 + 2500x_5 - 1250000 \ge 0$$
$$x_1 \in [100,10000]$$
$$x_2 \in (-\infty, 1000]$$
$$x_3 \in (-\infty, 10000]$$
$$x_i \in [10,1000] \quad ; i = 4 \text{ to } 8$$

سه ارزیابی معرفی‌شده‌ی فوق، توسط الگوریتم جستجوی هارمونی اصلاح شده حل گردیده است.

الگوریتم‌های تکاملی به‌ازای اعداد تصادفی مختلف نتایج متفاوتی را ارائه می‌دهند. لذا در این ارزیابی‌ها، حل مسأله ۱۰ مرتبه توسط الگوریتم حاضر انجام می‌شود و میانگین نتایج ارائه می‌گردد. مقدار HMS برای الگوریتم اصلاح‌شده برای هر سه ارزیابی برابر ۱۰ و AP برای ارزیابی‌های اول و دوم برابر ۱۰ و برای ارزیابی سوم برابر ۲۰۰ درنظر گرفته می‌شود. دیگر پارامترهای لازم برای این الگوریتم، با اصول ارائه‌شده در بخش الگوریتم جستجوی هارمونی در کار حاضر تعیین شده‌اند.

جدول‌های ۲، ۳ و ٤ نتایج حل الگوریتم حاضر برای ارزیابی‌های مذکور را به‌همراه نتایج حل الگوریتم‌های مختلف دیگر نشان می‌دهد. جدول (۱) حاکی از کاهش قابل توجه تعداد تکرار الگوریتم حاضر، در رسیدن به تابع هدف است. جداول (۳ و ۲) نیز در عین اینکه کاهش چشم‌گیر تعداد تکرار الگوریتم حاضر را نشان می‌دهد، افزایش دقت جواب‌ها را نیز نسبت به حل تحلیلی نمایش می‌دهد.

جدول ۲ مقایسه‌ی نتایج مربوط به ارزیابی ۱ الگوریتم بهینه‌سازی

	Lee and Geem [27]	PHS [28]	IPHS [28]	کار حاضر	حل تحلیلی [28]
تابع هدف	۰	۰		۰	۰
تعداد تکرار	۵۰،۰۰۰	١٦،٨٠٠	١٦،٨٠٠	۱،۰۰۰	---------

جدول ۳ مقایسه‌ی نتایج مربوط به ارزیابی ۲ الگوریتم بهینه‌سازی

	Fogel [29]	Homaifar [30]	Lee and Geem [27]	IPHS [28]	کار حاضر	حل تحلیلی [28]
تابع هدف	۲/۳۷۷۲	۱/٤۳۳۹	۱/۳۷۷۰	۱/۳۹۳۲۳	۱/۳۹۳۵	۱/۳۹۳۵
تعداد تکرار	گزارش نشده	گزارش نشده	٤۰،۰۰۰	۹۸،۰۰۰	۲،۰۰۰	---------

جدول ٤ مقایسه‌ی نتایج مربوط به ارزیابی۳ الگوریتم بهینه‌سازی

	Deb [31]	Lee and Geem [27]	IPHS [28]	کار حاضر	حل تحلیلی [28]
تابع هدف	۷۰٦۰/۲۲۱	۷۰۵۷/۲۷	۷۰۵۱/۳۰۱۲	۷۰٤۹/۳۳	۷۰٤۹/۳۳۰۹
تعداد تکرار	۳۲۰،۰۸۰	۱۵۰،۰۰۰	۲۰۰،۰۰۰	۱۵۰،۰۰۰	---------

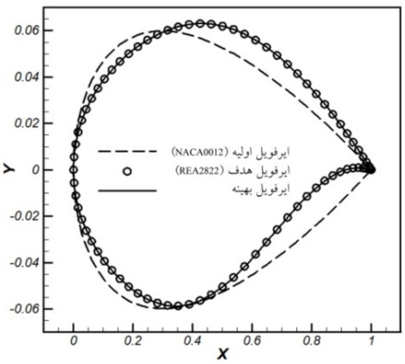
نتایج مربوط به بهینه‌سازی آیرودینامیکی. بعد از ارزیابی اصلاح انجام‌شده و بررسی تأثیر آن بر عملکرد

الگــوریتم، از ایــن الگــوریتم بــرای بهینــه‌ســازی آیرودینامیکی استفاده می‌شود. در این راستا بهینه‌سازی معکوس انجام می‌گردد. برای به‌دست آوردن تمام نتایج در کار حاضر، حافظه‌ی الگوریتم HS برابـر ۱۰ درنظـر گرفته شده است. برای آغاز بهینه‌سازی، یـک ایرفویـل، ایرفویل NACA0012 (در ارزیـابی دوم RAE2822) و ۹ ایرفویل دیگر ایرفویل‌های تصادفی خواهند بود که با تغییر بر روی ایرفویـل NACA0012 (در ارزیـابی دوم RAE2822) ایجاد شده‌اند.

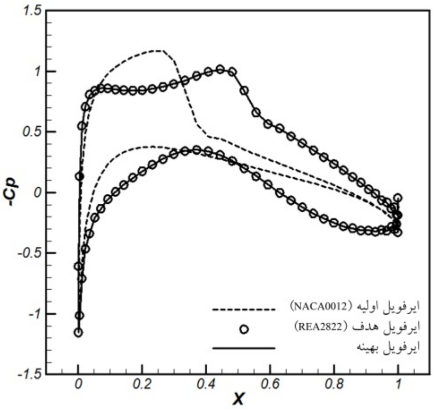
ابتــدا ایرفویــل NACA0012 بــه‌عنــوان ایرفویــل شروع‌کننده و ایرفویـل RAE2822 بـه‌عنـوان ایرفویـل هدف درنظر گرفته می‌شود. درنظر است با مینیمم‌سازی اختلاف توزیع فشار سطح، ایرفویل هدف به‌دست آید. این کار در شرایط گذر صـوتی و آشـفته‌ی زیـر انجـام می‌گیرد:

$$\alpha = 2^{\circ}, \qquad M_{\infty} = 0.73, \qquad Re_{\infty} = 6.5E6$$

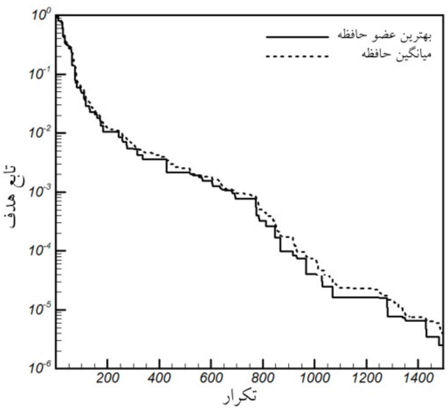
شکل‌هـای (۵ و ٤)، نتیجـه‌ی ایـن آزمـایش را در قالب هندسه و توزیع ضریب فشار ایرفویل‌های اولیه و نهایی نشان می‌دهند. همان‌طوری کـه دیـده مـی‌شـود، مجموعه توانسته است از ایرفویل ابتدایی شروع کرده و با دقت خوبی خود را به ایرفویل هدف برساند.



شکل ٤ نمایش هندسه‌ی ایرفویل‌های اولیه، هدف و بهینه‌شده، برای رسیدن از ایرفویل NACA0012 به ایرفویل RAE2822 تحت شرایط $\alpha = 2^{\circ},\ M_{\infty} = 0.73,\ Re_{\infty} = 6.5E6$.



شکل ۵ نمایش توزیع ضریب فشار سطح ایرفویل‌های اولیه، هدف و بهینه‌شده، برای رسیدن از ایرفویل NACA0012 به ایرفویل RAE2822 تحت شرایط $\alpha = 2^{\circ},\ M_{\infty} = 0.73,$ $Re_{\infty} = 6.5E6$

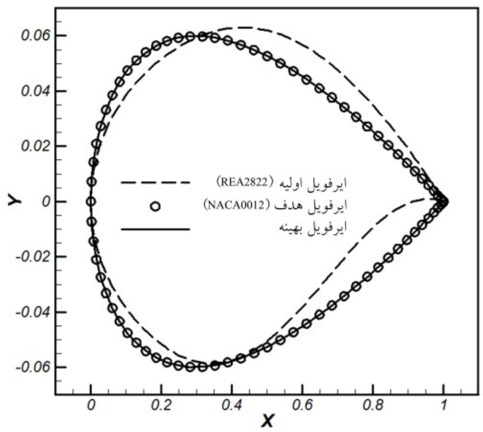


شکل ٦ نمودار تاریخچه‌ی همگرایی بهینه‌سازی، برای رسیدن از ایرفویل NACA0012 به ایرفویل RAE2822 تحت شرایط $\alpha = 2^{\circ},\ M_{\infty} = 0.73,\ Re_{\infty} = 6.5E6$.

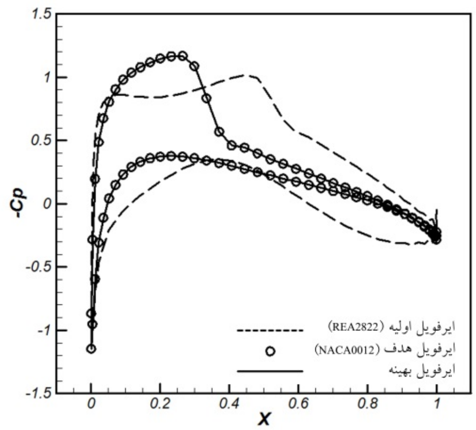
بــرای نشــان دادن عــدم وابســتگی مجموعــه، بــه ایرفویل‌های ابتدائی و هدف، عکس آزمایش قبلی انجام می‌شود. یعنی در شرایط آزمایش قبل، درنظر اسـت بـا شــروع از ایرفویــل RAE2822 و مینــیمم کــردن تــابع هدف، ایرفویل NACA0012 (ایرفویل هدف) به‌دسـت آید. هندسه و توزیع ضریب فشار سطح ایرفویـل‌هـای اولیه و نهایی مربوط بـه ایـن آزمـایش، در شـکل‌هـای

(۸ و ۷) ارائه داده شده است. نمودار تاریخچه‌ی همگرایی این عمل بهینه سازی نیز در شکل (۹) دیده می‌شود. این نتایج در ابتدا بر این امر تأکید دارد که شروع و انتهای کار برکارایی مجموعه تأثیری ندارد.

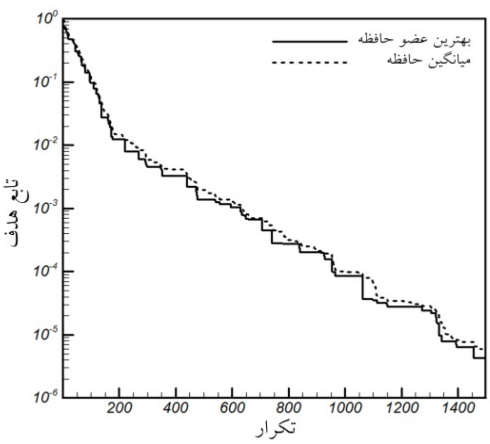
نتیجه‌ی دوم، تأیید مجدد دقت مجموعه می‌باشد. چرا که مجموعه توانسته است مقدار تابع هدف را تا ٦- ٤/٣E (که دقت خوبی برای این مسأله می‌باشد) کاهش و عمل بهینه‌سازی را به خوبی انجام دهد.



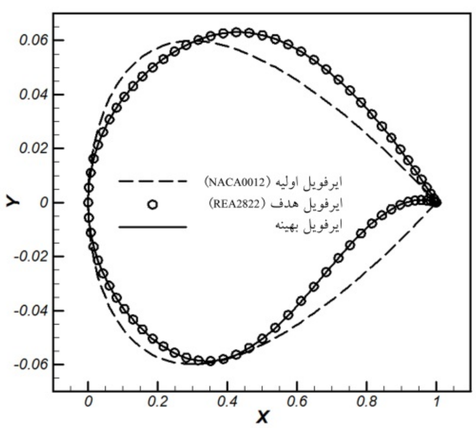
شکل ۷ نمایش هندسه‌ی ایرفویل‌های اولیه، هدف و بهینه‌شده، برای رسیدن از ایرفویل RAE2822 به ایرفویل NACA0012 تحت شرایط $\alpha = 2^{\circ},\ M_{\infty} = 0.73,\ Re_{\infty} = 6.5E6$.



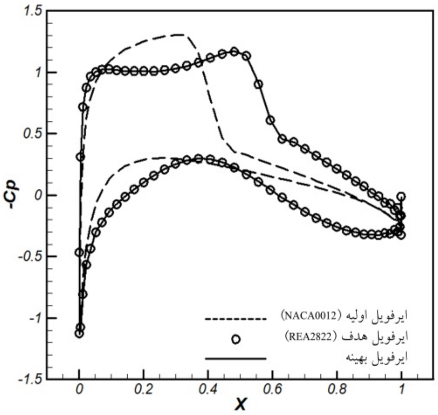
شکل ۸ نمایش توزیع ضریب فشار سطح ایرفویل‌های اولیه، هدف و بهینه‌شده، برای رسیدن از ایرفویل RAE2822 به ایرفویل NACA0012 تحت شرایط $\alpha = 2^{\circ},\ M_{\infty} = 0.73,\ Re_{\infty} = 6.5E6$.



شکل ۹ نمودار تاریخچه‌ی همگرایی بهینه‌سازی، برای رسیدن از ایرفویل RAE2822 به ایرفویل NACA0012 تحت شرایط $\alpha = 2^{\circ},\ M_{\infty} = 0.73,\ Re_{\infty} = 6.5E6$.



شکل ۱۰ نمایش هندسه‌ی ایرفویل‌های اولیه، هدف و بهینه‌شده، برای رسیدن از ایرفویل NACA0012 به ایرفویل RAE2822 تحت شرایط $\alpha = 2.79^{\circ},\ M_{\infty} = 0.734,\ Re_{\infty} = 6.5E6$.



شکل ۱۱ نمایش توزیع ضریب فشارسطح ایرفویل‌های اولیه، هدف و بهینه‌شده، برای رسیدن از ایرفویل NACA0012 به ایرفویل RAE2822 تحت شرایط
$.\alpha = 2.79^{\circ},\ M_{\infty} = 0.734,\ Re_{\infty} = 6.5E6$

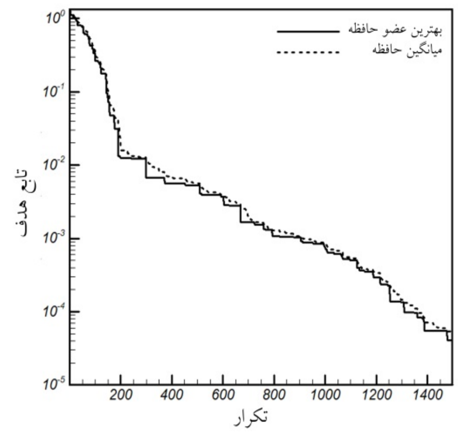
کارایی مجموعه بهینه‌ساز تحت شرایط جریان متفاوت نیز ارزیابی می‌گردد. برای این کار، ایرفویل NACA0012 به‌عنوان ایرفویل اولیه و ایرفویل RAE2822 به‌عنوان ایرفویل هدف با شرایط جریان زیر درنظر گرفته می‌شود:

$$\alpha = 2.79^{\circ}, \qquad M_{\infty} = 0.734, \qquad Re_{\infty} = 6.5E6$$

شکل‌های (۱۱ و ۱۰) هندسه و توزیع ضریب فشار سطح ایرفویل‌های اولیه و نهایی و شکل (۱۲) نمودار تاریخچه‌ی همگرایی این ارزیابی را نشان می‌دهد. نتایج این آزمایش نشان می‌دهد که مجموعه‌ی بهینه‌ساز، تحت شرایط جریان متفاوت نیز به‌خوبی عمل می‌کند؛ چرا که الگوریتم توانسته است تابع هدف را تا ٤E-٥ کاهش دهد.

نتیجه‌گیری

در کار حاضر الگوریتم تکاملی بهینه‌سازی جستجوی هارمونی برای اولین بار، در جهت بهینه‌سازی



شکل ۱۲ نمودار تاریخچه‌ی همگرایی بهینه‌سازی، برای رسیدن از ایرفویل NACA0012 به ایرفویل RAE2822 تحت شرایط
$.\alpha = 2.79^{\circ},\ M_{\infty} = 0.734,\ Re_{\infty} = 6.5E6$

ایرفویل‌ها مورد استفاده قرار گرفت. بررسی مسائل به‌روش طراحی بهینه‌سازی معکوس بود. استفاده از این روش طراحی برای ایرفویل‌های مشهور با توزیع فشارهای معلوم، روش مناسبی برای سنجش عملکرد مجموعه‌های بهینه‌کننده‌ی ایرفویل‌ها می‌باشد. برای به‌دست آوردن توزیع فشار و سرعت در اطراف ایرفویل، معادلات دوبعدی تراکم‌پذیر ناویر-استوکس به‌همراه مدل درهم اسپالارت-آلماراس حل گردید. الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی هارمونی با دقت خوبی توانست به بازسازی ایرفویل هدف (با نزدیک کردن توزیع ضریب فشار ایرفویل در حال بررسی به توزیع ضریب فشار ایرفویل هدف) بپردازد. با استناد به نتایج به‌دست‌آمده می‌توان نتیجه‌گیری کرد که استفاده از الگوریتم جستجوی هارمونی، ابزار توانمندی را برای بهینه‌سازی مقاطع آیرودینامیکی در اختیار می‌گذارد. به‌طوری که می‌توان این الگوریتم را برای بررسی ایرفویل‌ها به‌روش طراحی بهینه‌سازی مستقیم نیز به خدمت گرفت. برای مثال، می‌توان از این الگوریتم، برای به‌دست آوردن ایرفویل بهینه با بیشینه برآ، کمینه پسا، بیشینه‌ی مقدار برآ به پسا و غیره استفاده نمود.

مراجع

1. Fearn, R. L., "Airfoil Aerodynamics Using Panel Methods", *The Mathematica Journal*, Vol. 10, pp. 225-239, (2008).
2. http://en.wikipedia.org/wiki/Aerodynamics.
3. http:// adg.standford.edu/ aa241/ airfoils/ airfoilhistory. Html, (2011).
4. Jameson, A., "Computational Aerodynamics for Aircraft Design", Reprinted from Science, Vol. 245, pp. 361-371, (1989).
5. Zhang, Z. and Lum, K-Y., "Airfoil Optimization Design of Drag Minimization with Lift Constraint Using Adjoint Equation Method", *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 9-12 January, Reno, Nevada, (2006).
6. Kim, S., Alonso, J. J. and Jameson, A., "Design Optimization of High–Lift Configurations Using a Viscous Continuous Adjoint Method", *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, pp. 0844, (2002).
7. Giannakoglou, K.C. "Design of optimal aerodynamic shapes using stochastic optimization methods and computational intelligence", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 38, pp. 43–76, (2002).
8. Soemarwoto, B. I., "The Variational Method for Aerodynamic Optimization Using the Navier-Stokes Equations", *ICASEReport*, pp. 97-71, (1997).
9. Jahangirian, A. and Shahrokhi, A., "Inverse Design of Transonic Airfoils Using Genetic Algorithm and a New Parametric Shape Method", *Inverse Problems in Science and Engineering*, Vol. 17, pp. 681-699, (2009).
10. de' Michieli Vitturi, M. and Beux, F., "A discrete Gradient-Based Approach for Aerodynamic Shape Optimization in Turbulent Viscous Flow", *Finite Elements in Analysis and Design*, Vol. 43, pp. 68 – 80, (2006).
11. Geem, Z. W., "*Music-Inspired Harmony Search Algorithm*", Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, (2009).
12. Gardner, B. A. and Selig, M. S., "Airfoil Design Using a Genetic Algorithm and an Inverse Method", *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, (2003).
13. Shahrokhi, A. and Jahangirian, A., "Airfoil Shape Parameterization for Optimum Navier–Stokes Design with Genetic Algorithm", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 11, pp. 443–450, (2007).
14. Sobester, A. and Thomas, B .T, "The Quest for a Truly Parsimonious Airfoil Parameterization Scheme", *ICASE 2008 Congress including the 8th AIAA ATIO Conference*, (2008).
15. Shahrokhi, A. and Jahangirian, A., "The Effects of Shpe Parameterization on the Efficiency of Evolutionary Design Optimization for Viscous Transonic Airfoils", *JAST*, Vol. 5, pp. 35-43, (2008).

16. Boehm, W., "Bezier Presentation of Airfoils", *Computer Aided Geometric Design*, Vol. 4, pp. 17-22, (1987).
17. De´side´ri, J-A., Abou El Majd, B. and Janka, A., "Nested and Self-Adaptive Be´Zier Parameterizations for Shape Optimization", *Journal of Computational Physics*, Vol. 224, pp. 117–131, (2007).
18. Avinash, G.S. and Anil, L.S., "Inverse Design of Airfoil Using Vortex Element Method", *Mechanical Engineering Papers*, (2010).
19. H´ajek, J., "Aerodynamic Optimization of Airfoils and Wings Using Fast Solvers", Ph.D. Thesis, Charles University, Prague, (2009).
20. Wauquiez, C., "Shape Optimization of Low Speed Airfoils using MATLAB and Automatic Differentiation", Licentiate’s Thesis, (2000).
۲۱. جلیلی ف.، "بهینه‌سازی دوبعدی هندسه‌ی یک ایرفویل تحت جریان لزج با استفاده از الگوریتم جستجوی هارمونی"، پایان‌نامه‌ی کارشناسی ارشد، دانشگاه بیرجند، گروه مکانیک، پاییز (۱۳۹۰).
22. Buckley, H.P., Zhou, B.Y. and Zingg, D.W., "Airfoil Optimization Using Practical Aerodynamic Design Requirements", *Journal of Aircraft*, Vol. 47, pp. 5, (2010).
23. Spalart, P.R. and Allmaras, S.R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," *La Recherche Aerospatiale*, No. 1, pp. 5-21, (1994).
24. Pan, Q. K., Suganthan, P.N., Fatih Tasgetiren, M. and Liang, J.J., "A Self-Adaptive Global Best Harmony Search Algorithm for Continuous Optimization Problems", *Applied Mathematics and Computation*, Vol. 216, pp. 830–848, (2010).
۲۵. جلیلی ف.، عزیزی ح. صفوی‌نژاد ع.، "بهینه‌سازی هندسه‌ی پره با انتقال حرارت جابه‌جایی و تابش با استفاده از الگوریتم جستجوی هارمونی"، نوزدهمین همایش سالانه‌ی مهندسی مکانیک ایران، دانشگاه بیرجند، (۲۰۱۱).
26. Bracken, J. and McCormick, G. P., "*Selected Applications of Nonlinear Programming*", New York: John Wiley and Sons, (1968).
27. Lee, K.S. and Geem, Z.W. "A New Meta-Heuristic Algorithm for Continues Engineering Optimization: Harmony Search Theory and Practice", *Comput. Methods Appl. Mech. Eng*., Vol. 194, pp. 3902–3933, (2004).
28. Jaberipour, M. and Khorram, E., "Two Improved Harmony Search Algorithms for Solving Engineering Optimization Problems", *Commun Nonlinear Sci Numer Simulat*, Vol. 15, pp. 3316–3331, (2010).
29. Fogel, D. B., "A Comparison of Evolutionary Programming and Genetic Algorithms on Selected Constrained Optimization Problems", *Simulation*, Vol. 64(6), pp. 399–406, (1995).
30. Homaifar, A., Lai, S. H. V. and Qi, X., "Constrained Optimization via Genetic Algorithms", Simulation, Vol. 62(4), pp. 242–254, (1994).

31. Deb, K., "An Efficient Constraint Handling Method for Genetic Algorithms", *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.*, Vol. 186, pp. 311–338, (2000).